

**ISABELA PAULA SILVA
LEANDRA MELATO BERNARDES**

**PROPOSTA DIDÁTICA DE ENSAIO EXPERIMENTAL
PARA O ENSINO-APRENDIZAGEM DE
CARACTERIZAÇÃO MECÂNICA DE MATERIAIS
COMPÓSITOS**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

2019

**ISABELA PAULA SILVA
LEANDRA MELATO BERNARDES**

**PROPOSTA DIDÁTICA DE ENSAIO EXPERIMENTAL PARA O
ENSINO-APRENDIZAGEM DE CARACTERIZAÇÃO MECÂNICA DE
MATERIAIS COMPÓSITOS**

Projeto de Conclusão de Curso
apresentado ao Corpo Docente do Curso
de Graduação em Engenharia
Aeronáutica da Universidade Federal de
Uberlândia, como parte dos requisitos
para obtenção do título de **BACHAREL
EM ENGENHARIA AERONÁUTICA.**

Orientadora: Profa. Dra. Núbia dos
Santos Saad

UBERLÂNDIA – MG

2019

**ISABELA PAULA SILVA
LEANDRA MELATO BERNARDES**

**PROPOSTA DIDÁTICA DE ENSAIO EXPERIMENTAL PARA O
ENSINO-APRENDIZAGEM DE CARACTERIZAÇÃO MECÂNICA DE
MATERIAIS COMPÓSITOS**

Projeto de Conclusão de Curso
Aprovado pelo corpo docente do Curso
de Graduação em Engenharia
Aeronáutica da Universidade Federal de
Uberlândia.

Banca Examinadora:

Profa. Dra. Núbia dos Santos Saad – FEMEC/UFU – Orientadora

Prof. Dr. Tobias Souza Moraes – FEMEC/UFU

Eng. MSc. Jefferson Gomes do Nascimento – FEMEC/UFU (doutorando)

Uberlândia, 1 de novembro de 2019.

DEDICATÓRIAS

Isabela Paula Silva:

Dedico esse trabalho aos meus pais que sempre me deram apoio incondicional e me encorajaram a conquistar meus objetivos. Dedico também a todos os professores responsáveis pela minha formação (em especial minha orientadora, Prof. Dra. Núbia dos Santos Saad, que foi também uma grande amiga), me inspirando e ensinando de forma sábia. Por fim, dedico aos meus amigos e todos que estiveram presentes na minha caminhada, me ajudando e apoiando sempre.

Leandra Melato Bernardes:

Dedico este trabalho a meus pais que fizeram possíveis meus estudos e me permitiram chegar até aqui. Dedico a meus amigos e colegas da 7ª Turma de Engenharia Aeronáutica que foram indispensáveis para a minha graduação. Dedico à prof. Dra. Núbia dos Santos Saad, professora e orientadora, por ter sido fonte inspiradora deste trabalho.

AGRADECIMENTOS

Isabela Paula Silva:

Ao final dessa jornada, sou grata a todas as pessoas que cruzaram meu caminho e que o tornaram mais feliz e descomplicado. Agradeço a Deus por ter me guiado e minha família e amigos por serem meus amparos.

Nesse trabalho, em especial, agradeço à minha orientadora e inspiração, Prof. Dra. Núbia dos Santos Saad e os colegas que compartilharam seus conhecimentos auxiliando minhas tarefas.

Leandra Melato Bernardes:

Agradeço à Deus, primeiramente, pela saúde e conhecimento dados a mim, sendo a base de todas as minhas conquistas.

Agradeço à minha orientadora e amiga, Prof. Dra. Núbia dos Santos Saad, pelos ensinamentos, experiências e, sobretudo, pelas orientações quando tudo parecia impossível. Aos membros da banca, Jefferson e Tobias Morais, pela disponibilidade para avaliação deste trabalho. Agradeço, ainda, a todos os professores que de alguma forma contribuíram para a minha formação.

Aos meus amigos de turma, pelas muitas horas de alegrias e pelo companheirismo.

Agradeço à Universidade Federal de Uberlândia e à Faculdade de Engenharia Mecânica por me conceder a oportunidade de realizar o curso de Engenharia Aeronáutica.

E agradeço, principalmente, à minha família que construí ainda na graduação. Meu parceiro de vida, Pedro Paulo, que é o meu porto seguro, e minha filha, Lívia, que é a luz da minha vida.

SILVA, I.P.; BERNARDES, L.M. **Proposta Didática de Ensaio Experimental para o Ensino-Aprendizagem de Caracterização Mecânica de Materiais Compósitos**. 2019. 44 f. Projeto de Conclusão de Curso – Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, MG.

RESUMO

Os materiais compósitos estão presentes nas indústrias aeronáutica e aeroespacial, as quais se tornaram grandes propulsoras do seu desenvolvimento. É inquestionável a importância do aprendizado acerca da caracterização mecânica de materiais compósitos ao aluno de graduação em Engenharia Aeronáutica, devido à sua grande presença e importância para a indústria. Este trabalho apresenta uma grande contribuição ao ensino-aprendizagem acerca da caracterização de materiais compósitos, pois o conteúdo não está presente em nenhuma disciplina obrigatória que compõe o currículo dos alunos. Aqui faz-se um estudo teórico sobre as propriedades e caracterização dos materiais compósitos, além de mostrar como podem ser obtidas algumas propriedades experimentais através do ensaio de tração.

Palavras-chave: materiais compósitos; caracterização de materiais compósitos; ensaio de tração.

SILVA, I.P.; BERNARDES, L.M. **Didactic Proposal of Experimental Test for Teaching-Learning of Mechanical Characterization of Composite Materials**. 2019. 44 p. Term Paper – Bachelor of Aeronautical Engineering, Federal University of Uberlândia, Uberlândia, MG.

ABSTRACT

The composite materials are present in the aeronautic and aerospace industries, which have become major drivers of their development. The importance of learning about the mechanical characterization of those materials to the undergraduate student in Aeronautical Engineering is unquestionable due to their great presence and importance for the industry. This work makes a great contribution regarding the characterization of composite materials and what makes it more valid is that the content is not present in any compulsory discipline at the University. This work presents a theoretical study on the properties and characterization of composite materials and show how some experimental properties can be obtained through the tensile test.

Keywords: composite materials; characterization of composite materials; tensile test.

SUMÁRIO

CAPÍTULO I – INTRODUÇÃO	1
CAPÍTULO II – REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	3
2.1 Materiais Compósitos	3
2.1.1 Fibras.....	4
2.1.2 Matrizes	6
2.2 Propriedades dos Materiais Compósitos	7
2.3 Isotropia e Anisotropia.....	11
2.3.1 Material Isotrópico.....	13
2.3.2 Material Anisotrópico	16
2.4 Características da Mistura Reforço-Matriz.....	18
2.5 Constantes Elásticas de Lâminas Unidirecionais.....	21
CAPÍTULO III – MATERIAIS E MÉTODOS	24
3.1 Ensaio de Tração para Caracterização Mecânica pela ASTM.....	24
3.2 Corpos de Prova Artesanais.....	26
3.3 Análise Teórica de Propriedades Mecânicas.....	27
3.4 Análise Experimental de Propriedades Mecânicas	29
CAPÍTULO IV – ANÁLISE DE RESULTADOS E DISCUSSÕES	33
4.1 Módulo de Elasticidade Longitudinal	33
4.2 Coeficiente de <i>Poisson</i>	34
CAPÍTULO V - CONCLUSÕES	40
CAPÍTULO VI – REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	42

CAPÍTULO I

INTRODUÇÃO

Materiais compósitos são uma combinação de pelo menos dois materiais distintos, denominados matriz e reforço. A combinação permite produzir um material com propriedades que não são atingíveis com estes elementos de forma individual. Esta composição permite que o material forneça resistência e rigidez à estrutura, preservando sua capacidade de manter a forma quando submetida a cargas ou qualquer ação externa.

Devido às características do material compósito, as indústrias aeronáutica e aeroespacial tornaram-se grandes propulsoras do desenvolvimento desses materiais, pois elas carecem de componentes que associem altas rigidez e resistência com mínima densidade, atendendo os requisitos de segurança.

É inquestionável a importância do aprendizado acerca da caracterização mecânica de materiais compósitos ao aluno de graduação em Engenharia Aeronáutica, devido à grande influência e presença desse tipo de material nas áreas aeronáutica e aeroespacial. A Figura 1 mostra os materiais usados na construção do Boeing 787. Basicamente todo o revestimento externo é constituído por carbono-epóxi, bem como fuselagem, asas e empenagens.

Este trabalho visa colaborar com o ensino aprendizagem de caracterização teórico-experimental de materiais compósitos aos alunos de cursos de graduação em Engenharia Aeronáutica, notadamente da Universidade Federal de Uberlândia, haja vista que no Projeto Pedagógico atual, tais conteúdos não estão presentes em componentes curriculares obrigatórios.

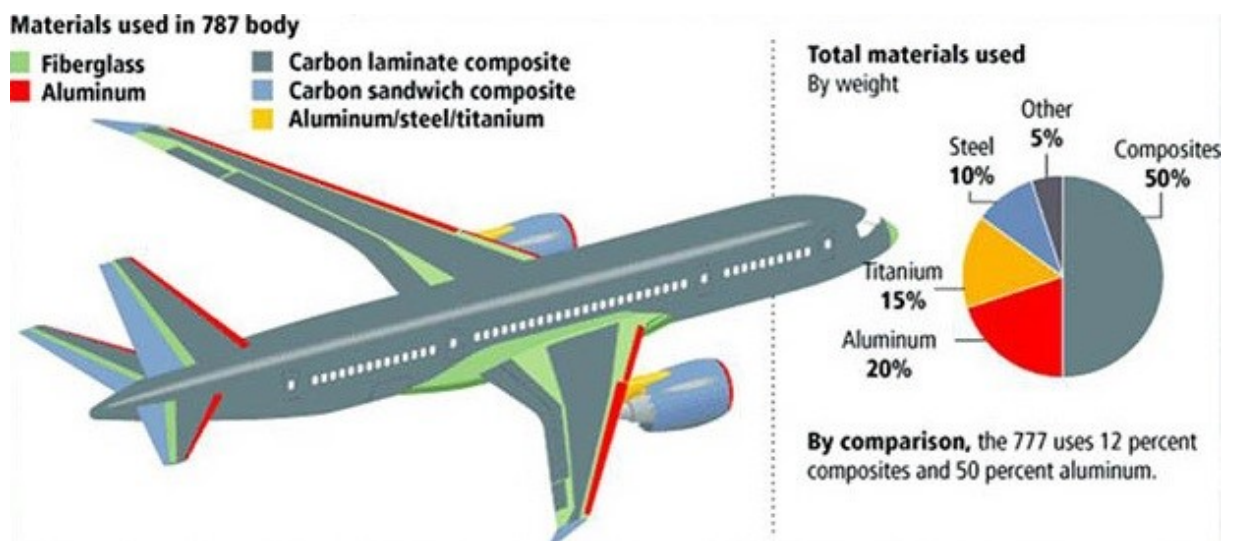


Figura 1: Materiais de construção aeronáuticos empregados na construção do Boeing 787.
Fonte: (BOEING CO).

CAPÍTULO II

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Materiais compósitos estão presentes na indústria aeronáutica, cuja principais preocupações são desempenho e economia, fazendo jus à sua aplicação. Além da aplicação aeronáutica, as possibilidades para esse material são grandes e diversificadas. Elas vão desde turbinas de ventos a moldes de concretos, piscinas, *trailers*, vagões, transportes marítimos, transporte espacial. Ainda, pode-se encontrar esses materiais no setor de esportes, em bicicletas, raquetes de tênis e muito mais.

Na indústria aeronáutica os notáveis aspectos dos materiais compósitos, que incentivam sua aplicação, são: redução de peso possibilita a economia de combustível, o aumento da carga paga, com melhora no desempenho; boa resistência à fadiga impacta na redução de custo a longo prazo; boa resistência à corrosão implica em menos requisitos para inspeção, o que resulta em economia no custo de manutenção; etc.

Essa combinação de pelo menos dois materiais distintos, denominados matriz e reforço, é diferente dos materiais convencionais, além de heterogênea e anisotrópica, com propriedades distintas em direções diferentes.

2.1 Materiais Compósitos

Materiais compósitos são uma combinação de pelo menos dois materiais distintos, denominados matriz e reforço. O material compósito é diferente do material homogêneo convencional, ele é heterogêneo e anisotrópico, com propriedades distintas em direções diferentes. Geralmente, este tipo de material é composto por fibras fortes embutidas em um material com resistência mecânica mais fraca. O material resultante deste arranjo possui desempenho superior à matriz e inferior à fibra. A matriz mantém a disposição das fibras e é capaz de transmitir a carga atuante na estrutura para elas.

Para Gay (2015), normalmente os materiais compósitos são constituídos por uma matriz e elementos reforçadores, cargas e aditivos. A matriz (ou ligante) pode ter natureza orgânica (polimérica), mineral ou metálica. Os elementos reforçadores estão sob forma de

fibras e possuem alta resistência e rigidez. As cargas podem ser incorporadas ao material compósito com o intuito de melhorar características como condutibilidade, peso, custo, entre outras. Elas podem ser giz, fibras curtas, quartzo, silicone, etc. Já os aditivos podem ser aceleradores, desmoldantes, catalizadores, entre outros.

2.1.1 Fibras

As Fibras atribuem ao material compósito resistência mecânica e rigidez elevadas. Elas são compostas por vários filamentos, com diâmetros que podem chegar a variar de 5 a 15 micrômetros (GAY, 2015).

Há diversos tipos de fibras, sendo as fibras de vidro um dos tipos de reforços mais utilizados. Elas são fabricadas puxando vidro fundido, a uma temperatura cerca de 1300°C, através de matrizes com prolongamento de alta velocidade. Como características, as fibras de vidro possuem alta resistência, que é mantida mesmo em ambientes úmidos, porém se degrada sob altas temperaturas, baixo custo, resistência química e biológica (MOROZOV, 2001).

As fibras de quartzo são muito semelhantes às fibras de vidro e são obtidas ao esticar a fibra, feitas de quartzo fundido ou areia, em alta velocidade a uma temperatura de cerca de 2200°C. O processo de obtenção das fibras de quartzo resulta em um material com maior resistência térmica que a fibra de vidro (MOROZOV, 2001).

Fibras orgânicas podem ser empregadas como elementos de reforço de compósitos avançados. As fibras orgânicas mais comumente aplicadas são conhecidas como fibras de aramida. As fibras de aramida são caracterizadas com baixa densidade fornecendo alta resistência e rigidez específicas, baixa condutividade térmica resultando em alto isolamento térmico e coeficiente de expansão térmica negativo, permitindo construir elementos compostos híbridos que não alteram suas dimensões sob aquecimento. Elas possuem alta resistência na direção longitudinal e força relativamente baixa sob tensão na direção transversal. (Morozov, 2001)

Fibras de carbono foram desenvolvidas visando ao aumento da rigidez se comparado com as fibras de vidro. As propriedades das fibras de carbono são afetadas com o tamanho do cristalino, orientação cristalina, porosidade e pureza da estrutura de carbono. Como componentes de compósitos avançados para aplicações de engenharia, as fibras de carbono são caracterizadas com alto módulo e resistência, alta resistência química e biológica, condutividade elétrica e baixíssimo coeficiente de expansão térmica. A força das fibras de carbono praticamente não diminui abaixo da temperatura elevada até 1500 ° C (nos meios inertes que previnem a oxidação de fibras). Tais fibras são anisotrópicas, muito

frágeis e sensíveis a danos. Elas não absorvem água e alteram suas dimensões em ambientes úmidos. Existem mais de 50 tipos de fibras de carbono com um amplo espectro de resistência, rigidez e custo, e o seu desenvolvimento continua avançando (MOROZOV, 2001).

A Figura 2 mostra a capacidade de produção anual de fibras de carbono de 1984 até 2014, segundo Gay (2015).

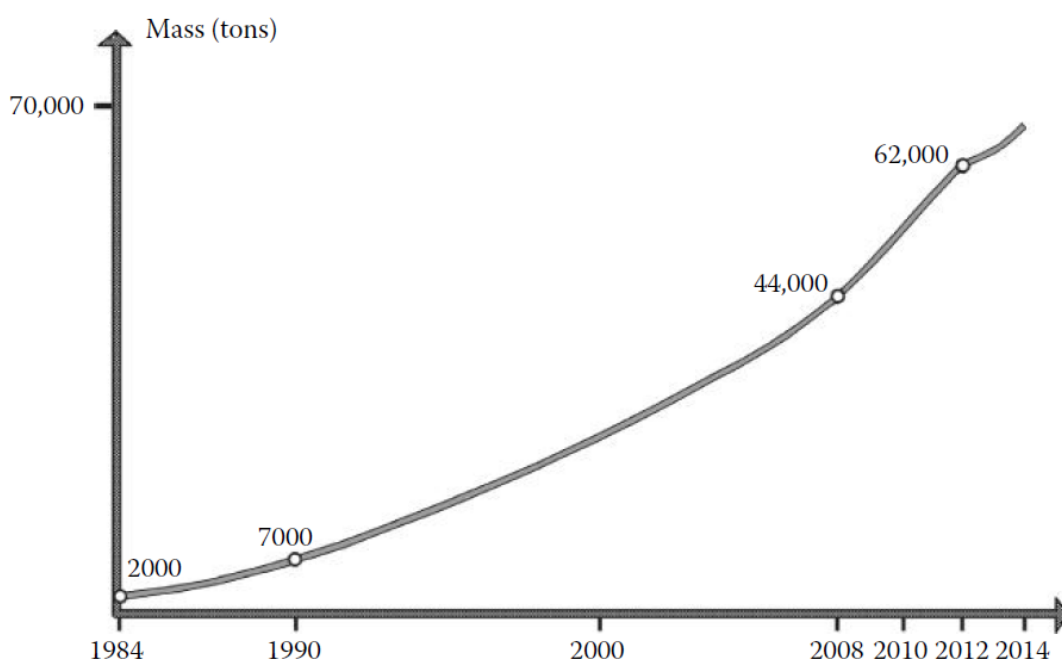


Figura 2: Capacidade de produção anual de fibras de carbono. Fonte: (GAY, 2015).

De acordo com Morozov (2001), outros tipos de reforços são as fibras de boro, fibras de cerâmica, fibras naturais e fibras metálicas. As fibras de boro são desenvolvidas para aumentar a rigidez dos materiais compósitos e as fibras de cerâmica são usadas para aplicações em altas temperaturas. As fibras naturais utilizadas são linho, sisal e cânhamo. As fibras metálicas são fios finos feitos de aço, berílio, titânio, tungstênio e molibdênio usados para aplicações especiais. Também são utilizados como reforçadores microesferas cheias ou ocas, pós e nanoreforçadores.

Os materiais compósitos podem ser classificados de acordo com a direção das fibras. O material pode ser unidimensional, composto de fios, fitas ou cabos, bidimensional, composto por tecidos ou não tecidos, feltros e tapetes, ou tridimensional, com fibras orientadas em três ou mais direções.

Para a formação do reforço as fibras do material compósito passam por tratamento superficial ou dimensional. O tratamento é utilizado para reduzir a abrasão, ao passar pelas máquinas de tecelagem e melhorar a adesão fibra-matriz.

As fibras são produzidas e comercializadas como mostra a Figura 3. Fibras curtas, com comprimentos de ordem de uma fração de milímetro a alguns centímetros são empregadas na moldagem por injeção. Fibras longas são usadas dessa forma ou tecidas.

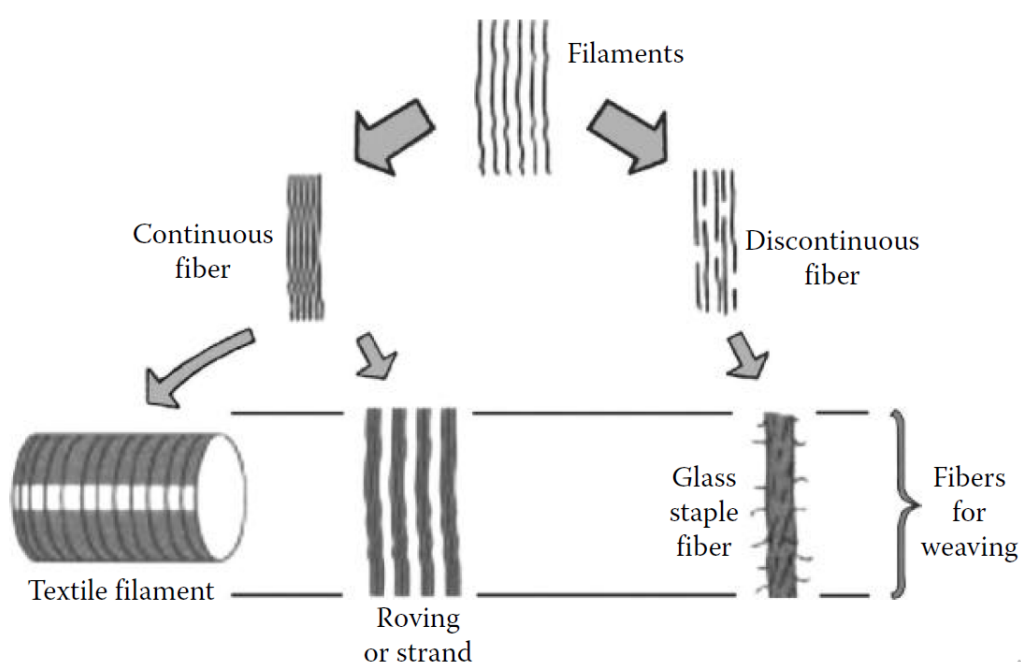


Figura 3: Diferentes formatos de fibras para comercialização. Fonte: (GAY, 2015).

2.1.2 Matrizes

As fibras não podem ser utilizadas diretamente em aplicações mecânicas devido ao fato de sua seção transversal ser muito pequena. Com isso, surge a necessidade de incorporá-las a uma matriz para configurar um material compósito.

A matriz tem como funções ligar as fibras entre si, transferir as cargas mecânicas às fibras, proteger as fibras do meio externo, melhorar a resistência do compósito contra impactos, dentre outras. Com isso, ao combinar fibra e matriz, cria-se um novo material, modulado e que apresenta características mecânicas superiores, entre outras propriedades vantajosas (GAY, 2015).

Quando uma fibra é danificada ou fraturada não deve ocorrer falha do material, pois a matriz deve redistribuir uniformemente a carga da fibra quebrada para as adjacentes. Quanto maior a rigidez da matriz, menor é a influência das fibras danificadas na resistência

e rigidez do material. Além disso, a matriz deve fornecer a difusão de tensão adequada (MOROZOV, 2001).

Tipicamente, as matrizes são constituídas de material polimérico, mineral e metálico. As matrizes poliméricas são divididas em resinas termoplásticas (Polipropileno PP, Sulfeto de Polifenileno PPS, Poliamida PA, Polieteretercetona PEEK, etc.) e resinas termorrígidas (poliésteres, fenólicos, melaminas, silicones, poliuretanos, epóxis, etc.). As matrizes minerais são usadas em altas temperaturas e compostas por carboneto de silício, carbono, entre outros. Já as matrizes metálicas são constituídas de ligas de alumínio, ligas de titânio etc. (GAY, 2015).

As resinas termoplásticas podem ser conformadas, através de aquecimentos e resfriamentos sucessivos, diversas vezes. Já as resinas termorrígidas só podem ser moldadas uma única vez. Apesar de ter essa limitação, as resinas termorrígidas possuem propriedades mecânicas e termomecânicas mais elevadas que as resinas termoplásticas. Devido a isso, elas são mais utilizadas na confecção de materiais compósitos (GAY, 2015).

Para associar a matriz e os elementos de reforço é necessário observar alguns pontos importantes, dentre eles: a compatibilidade química dos materiais, pois isso pode afetar a ligação dos elementos, o processo de fabricação, a resistência mecânica desejada, podendo orientar as fibras segundo o campo de tensões imposto, a resistência química desejada, o custo de fabricação dos materiais, entre outros (GAY, 2015).

2.2 Propriedades dos Materiais Compósitos

As características dos materiais compósitos resultantes dependem da proporção entre reforço e matriz, da forma do reforço e de seu processo de fabricação. As Tabelas 1, 2 e 3 mostram as propriedades de alguns reforços e matrizes.

Tabela 1: Propriedades físico-mecânicas de material de matriz (metais e ligas metálicas). Fonte: (GAY, 2015).

<i>Metals and Alloys</i>	<i>Density, ρ (kg/m³)</i>	<i>Elastic Modulus, E (MPa)</i>	<i>Shear Modulus, G (MPa)</i>	<i>Poisson Ratio, ν</i>	<i>Tensile Strength, $\sigma_{rupture}$ (MPa)</i>	<i>Elongation, A (%)</i>	<i>Coefficient of Thermal Expansion at 20°C, α (°C⁻¹)</i>	<i>Coefficient of Thermal Conductivity at 20°C, λ (W/m °C)</i>	<i>Heat Capacity, c (J/kg °C)</i>	<i>Temperature Limit for Use, T_{max} (°C)</i>
Steels	7800	205,000	79,000	0.3	400–1600	1.8–10	1.3×10^{-5}	20–100	400–800	800
Aluminum alloy A92024 (2024)	2800	75,000	29,000	0.3	450	10	2.2×10^{-5}	140	1000	350
Titanium alloy R56400 (TA6V)	4400	105,000	40,300	0.3	1200	12	0.8×10^{-5}	17	540	700
Copper	8800	125,000	48,000	0.3	200–500	4–45	1.7×10^{-5}	380	390	650
Nickel	8900	210,000	80,000	0.3	300		1.3×10^{-5}	90	440	900
Beryllium	1840	294,000	137,000	0.02	300		1.2×10^{-5}	200 (20°C); 90 (800°C)	1750 (20°C); 3000 (800°C)	900
Silicon	2300	160,000	65,000	0.25		5	0.8×10^{-5}	1.4 (20°C); 3 (1200°C)	750 (20°C); 1200 (500°C)	1300

Tabela 2: Propriedades físico-mecânicas de material de matriz (resinas). Fonte: (GAY, 2015).

<i>Resins</i>	<i>Density, ρ (kg/m³)</i>	<i>Elastic Modulus, E (MPa)</i>	<i>Shear Modulus, G (MPa)</i>	<i>Poisson Ratio, ν</i>	<i>Tensile Strength, $\sigma_{rupture}$ (MPa)</i>	<i>Elongation, A (%)</i>	<i>Coefficient of Thermal Expansion, α (°C⁻¹)</i>	<i>Coefficient of Thermal Conductivity, λ (W/m °C)</i>	<i>Heat Capacity, c (J/kg °C)</i>	<i>Temperature Limit for Use, T_{max} (°C)</i>	<i>Price (\$/kg)</i>
<i>Thermosets</i>											
Epoxy	1200	4,500	1600	0.4	130	2 (100°C); 6 (200°C)	11×10^{-5}	0.2	1000	90–200	6–20
Phenolic	1300	3,000	1100	0.4	70	2.5	1×10^{-5}	0.3	1000	120–200	
Polyester	1200	4,000	1400	0.4	80	2.5	8×10^{-5}	0.2	1400	60–200	2.4
Polycarbonate	1200	2,400		0.35	60		6×10^{-5}		1200	120	
Vinylester	1150	3,300			75	4	5×10^{-5}			>100	4
Silicone	1100	2,200		0.5	35					100–350	40
Urethane	1100	700–7,000			30	100				100	4
Polyimide	1400	4,000–19,000	1100	0.35	70	1	8×10^{-5}	0.2	1000	250–300	
<i>Thermoplastics</i>											
PP	900	1,200		0.4	30	20–400	9×10^{-5}		330	70–140	2
PPS	1300	4,000			65	100	5×10^{-5}			130–250	
PA	1100	2,000		0.35	70	200	8×10^{-5}		1200	170	6
Polyether sulfone (PES)	1350	3,000			85	60	6×10^{-5}			180	25
Polyetherimide (PEI)	1250	3,500			105	60	6×10^{-5}	0.2		200	20
PEEK	1300	4,000			90	50	5×10^{-5}	0.3		140–250	96

Tabela 3: Propriedades físico-mecânicas de material de reforço (fibras). Fonte: (GAY, 2015).

<i>Reinforcements (fibers)</i>	<i>Fiber Diameter, d (μm)</i>	<i>Density, ρ (kg/m³)</i>	<i>Modulus of Elasticity, E (MPa)</i>	<i>Shear Modulus, G (MPa)</i>	<i>Poisson Ratio, ν</i>	<i>Tensile Strength σ_{rupture} (MPa)</i>	<i>Elongation, A (%)</i>	<i>Coefficient of Thermal Expansion, α (°C⁻¹)</i>	<i>Coefficient of Thermal Conductivity, λ (W/m °C)</i>	<i>Heat Capacity, c (J/kg °C)</i>	<i>Temperature Limit for Use, T_{max} (°C)</i>	<i>Price (\$/kg)</i>
"R" glass, high performance	10	2500	86,000		0.2	3200	4	0.3×10^{-5}	1	800	700	14
"E" glass, common applications	16	2600	74,000	30,000	0.25	2500	3.5	0.5×10^{-5}	1	800	700	2
Kevlar 49	12	1450	130,000	12,000	0.4	2900	2.3	-0.2×10^{-5}	0.03	1400		70
HR graphite, high strength	7	1750	230,000	50,000	0.3	3200	1.3	0.02×10^{-5}	200 (20°C); 60 (800°C)	800	>1500	60–200
HM graphite, high modulus	6.5	1800	390,000	20,000	0.35	2500	0.6	0.08×10^{-5}	200 (20°C); 60 (800°C)	800	>1500	
Boron	100	2600	400,000			3400	0.8	0.4×10^{-5}			500	500
Alumina	20	3700	380,000			1400	0.4	0.8×10^{-5}	50 (20°C); 7 (800°C)	900	>1000	
Alumina silicate	10	2600	200,000			3000	1.5					
Silicon carbide	14	3000	400,000		0.14	2800	1.3	0.4×10^{-5}	120	750	1300	600
Polyethylene	12	960	100,000			2400	3.5	1.3×10^{-5}	20		70	

A Figura 4 mostra uma concepção sobre a resistência específica (razão da resistência à tração pela densidade) dos principais tipos de compósitos estruturais em função da temperatura.

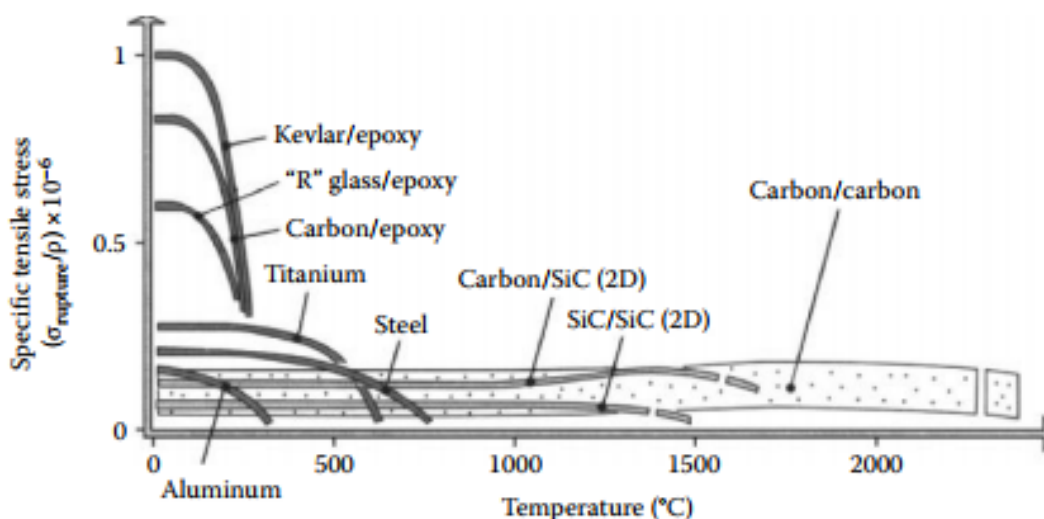


Figura 4: Comparativo de resistência por temperatura de alguns compósitos. Fonte: (Gay, 2015).

2.3 Isotropia e Anisotropia

É necessário que se saiba as características mecânicas, além das geométricas, de uma mistura de reforço e matriz após a cura, que é a estrutura básica dos materiais compósitos. Um material isotrópico apresenta valores das propriedades constantes, qualquer que seja a direção considerada. Já o material anisotrópico, apresenta propriedades que variam com a direção considerada. Em alguns materiais, a anisotropia não é observada em todas as direções, sendo o caso dos materiais ortotrópicos. Uma lâmina pode ser considerada como ortotrópica com duas direções ortogonais principais de material em seu próprio plano: paralela à direção das fibras (direção longitudinal); e perpendicular à direção das fibras (direção transversal).

Ao estudar o comportamento de corpos elásticos sob carga mecânica – Teoria da Elasticidade – destacam-se algumas propriedades básicas:

- um corpo elástico sujeito a uma tensão, deforma-se de maneira reversível;
- em cada ponto dentro do corpo, os planos principais são os planos nos quais apenas atuam tensões normais;
- as direções normais para esses planos são denominadas direções principais;
- dentro do corpo, uma pequena esfera de material ao redor de um ponto se torna um elipsoide após o carregamento.

A posição espacial do elipsoide em relação às direções principais permite determinar se o material em estudo é isotrópico ou anisotrópico. Esse fenômeno pode ser ilustrado pela Figura 5 (GAY, 2015).

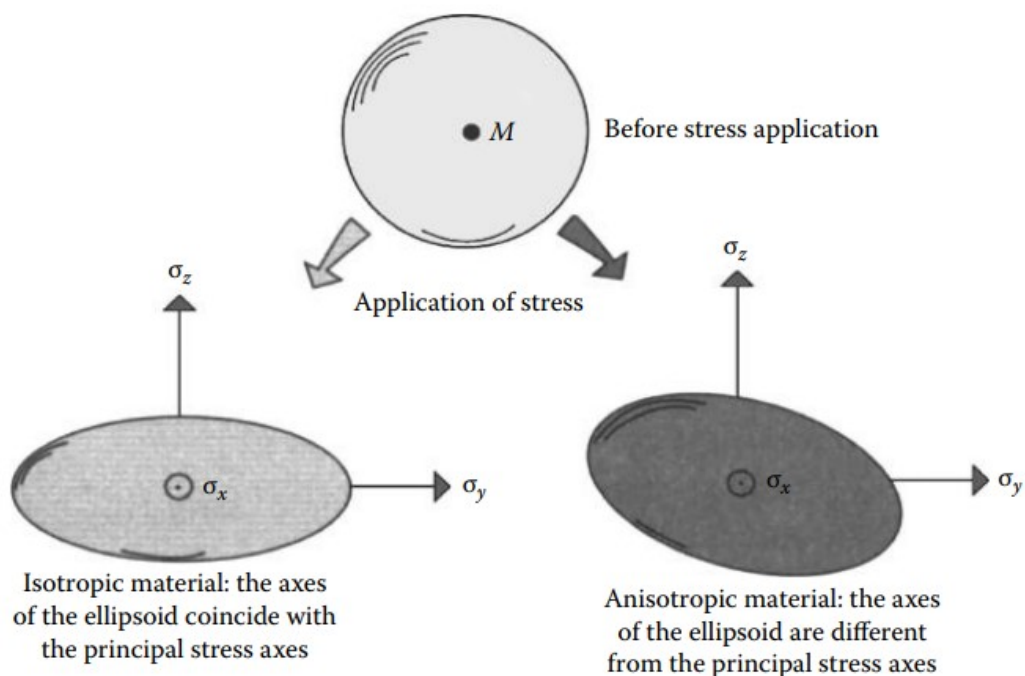


Figura 5: Representação de materiais isotrópicos e anisotrópicos deformados. Fonte: (GAY, 2015).

Uma forma mais fácil de observar os efeitos da anisotropia na deformação de uma amostra consiste em carregar uma placa de material anisotrópico em seu próprio plano. A Figura 6 ilustra as deformações sob carga, respectivamente, de uma placa isotrópica e anisotrópica. Neste último caso, as linhas oblíquas na Figura 6 representam as fibras de reforço.

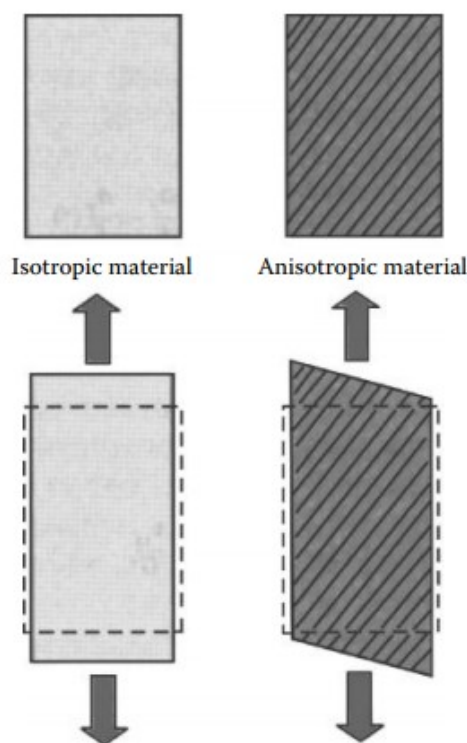


Figura 6: Representação de materiais isotrópicos e anisotrópicos deformados. Fonte: (GAY, 2015).

Deve ser lembrado que uma carga longitudinal aplicada à placa isotrópica cria uma extensão na direção longitudinal e uma contração na direção transversal. Como visto na Figura 6, a mesma carga aplicada a uma placa anisotrópica cria uma distorção angular, além da extensão longitudinal clássica e da contração transversal.

No caso simples de tensão no plano, como no exemplo anterior, alguns coeficientes permitem vincular os componentes de tensão às deformações que eles produzem. Essas vinculações são chamadas de Relações Constitutivas da Elasticidade (GAY, 2015).

2.3.1 Materiais Isotrópicos

As relações descritas a seguir são válidas para um material elástico e isotrópico. A relação tensão-deformação, mostrada na Figura 7, pode ser escrita pelas Equações 1, 2 e 3.

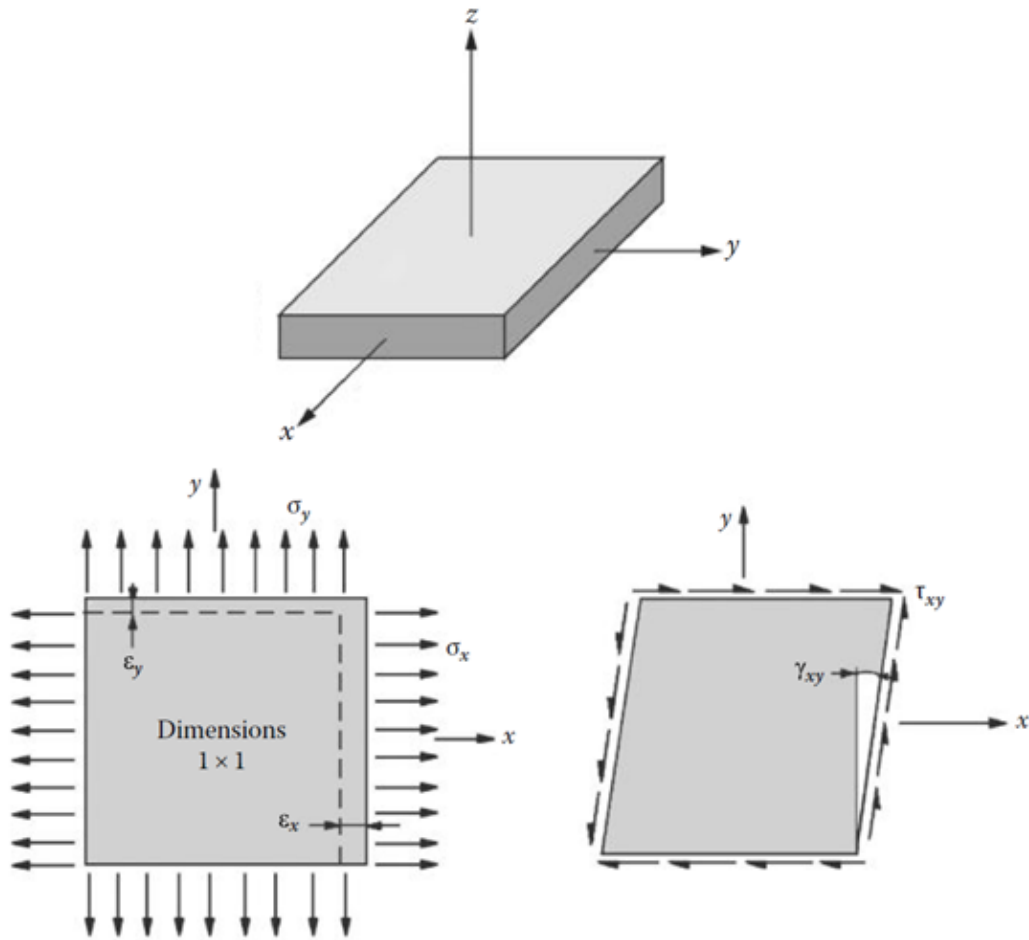


Figura 7: Relações e tensões e deformações para materiais isotrópicos. Fonte: Fonte: (GAY, 2015).

$$\epsilon_x = \frac{\sigma_x}{E} - \nu \frac{\sigma_y}{E} \quad (1)$$

$$\epsilon_y = \frac{\sigma_y}{E} - \nu \frac{\sigma_x}{E} \quad (2)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G} \quad (3)$$

Determina-se Coeficiente de *Poisson* (ν), a relação entre a deformação linear transversal relativa e a deformação linear longitudinal relativa, resolvido pela Equação 4. Portanto, trata-se de uma grandeza adimensional:

$$\nu = \left(\frac{\Delta B}{B_0} \right) / \left(\frac{\Delta L}{L_0} \right), \quad (4)$$

sendo:

ΔB – variação da dimensão transversal;

B_0 – dimensão transversal inicial;

ΔL – variação da dimensão longitudinal;

L_0 – dimensão longitudinal inicial.

A partir da relação constitutiva de material isotrópico pode-se determinar o Coeficiente de *Poisson*, experimentalmente, fazendo-se um ensaio com carga de tração na direção y , e medindo-se as deformações ocorridas em x e em y e fazendo a razão de ambas.

A relação, mostrada na Equação 1, revela que havendo uma tensão normal atuante na direção x , ocorrerá uma deformação linear dependente diretamente da mesma, de maneira coerente (tensão de tração gerando alongamento; e tensão de compressão gerando encurtamento). Ela também releva que, havendo uma tensão normal atuando na direção ortogonal à x (no caso, y) caso esta seja de tração, provocará encurtamento na direção x , e caso seja de compressão, provocará o alongamento na direção x . Tal impacto na deformação é ponderado pelo coeficiente de *Poisson*.

Em se tratando de material isotrópico, que apresenta o mesmo valor do coeficiente de *Poisson* para todos os pontos do seu volume. Idêntica situação ocorre para o eixo y , através da relação constitutiva mostrada na Equação 2.

Constata-se que, independentemente de haver uma ou ambas as tensões neste estado plano de tensões, o efeito verificado na deformação linear em uma direção será ponderado pelo coeficiente de *Poisson* – se a tensão e a deformação forem ortogonais – ou não será ponderado – se forem de mesma direção.

As Relações Constitutivas da Elasticidade para o material isotrópico podem ser escritas matricialmente, como:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}. \quad (5)$$

Pode-se notar três constantes elásticas: E, ν, G . Sabendo que elas se relacionam, é possível escrever a Equação 6.

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (6)$$

Essa correlação mostra que um material isotrópico e elástico pode ser caracterizado por apenas duas constantes elásticas independentes E e ν .

2.3.2 Materiais Anisotrópicos

As Relações Constitutivas da Elasticidade, mostradas na Figura 8, para um material anisotrópico podem ser escritas pelas Equações 7, 8 e 9.

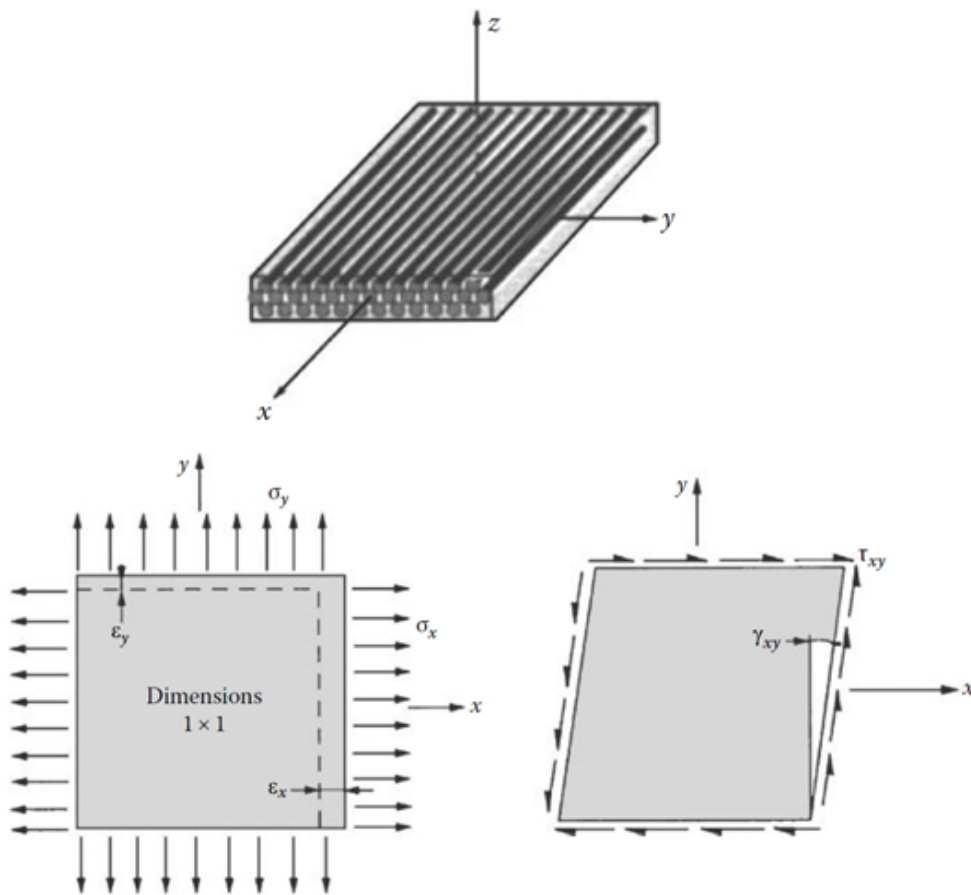


Figura 8: Relações de tensões e deformações para materiais anisotrópicos. Fonte: (GAY, 2015).

$$\epsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \nu_{yx} \frac{\sigma_y}{E_y} \quad (7)$$

$$\epsilon_y = \frac{\sigma_y}{E_y} - \nu_{xy} \frac{\sigma_x}{E_x} \quad (8)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}} \quad (9)$$

Atentando que o material é anisotrópico, a partir da relação mostrada na Equação 7, é possível a determinação da deformação linear em relação ao eixo x. O Coeficiente de *Poisson* (ν_{yx}) pode ser estabelecido fazendo-se um ensaio com uma carga de tração na direção y, e medindo-se as deformações ocorridas em x, transversal neste modelo experimental, e em y, longitudinal, e fazendo a razão de ambas.

A relação mostrada na Equação 7 revela que havendo uma tensão normal atuante na direção x, ocorrerá uma deformação linear dependente diretamente da tensão, de maneira coerente (tensão de tração, gerando alongamento; e de compressão, gerando encurtamento). E também evidencia que, havendo uma tensão normal atuando na direção ortogonal à x (ou seja, y) caso esta seja de tração, provocará encurtamento na direção x, e caso seja de compressão, provocará o alongamento na direção x. Tal impacto na deformação é ponderado pelo Coeficiente de *Poisson* (ν_{yx}), anteriormente definido e mostrado na Equação 10.

$$\nu_{yx} = \left(\frac{\Delta L_x}{L_{0x}} \right) / \left(\frac{\Delta L_y}{L_{0y}} \right) \quad (10)$$

Para o cálculo da deformação linear em relação ao eixo y, tem-se a Equação 8, anteriormente apresentada. O Coeficiente de *Poisson* (ν_{xy}) pode ser determinado fazendo-se um ensaio com uma carga de tração na direção x e medindo-se as deformações ocorridas em y, transversais, e em x, longitudinais, fazendo a relação entre ambas, mostrada na Equação 11.

$$\nu_{xy} = \left(\frac{\Delta L_y}{L_{0y}} \right) / \left(\frac{\Delta L_x}{L_{0x}} \right) \quad (11)$$

Aqui cabem as mesmas considerações feitas acima, referentes à deformação linear em x de um material anisotrópico.

Em resumo, o Coeficiente de *Poisson*, sendo a razão entre as deformações transversais e longitudinais, é diferente e influencia a deformação dependendo da direção em que se aplica a carga, quando o material é anisotrópico. O Coeficiente de *Poisson* ν_{xy} é obtido através do ensaio de tração na direção x, sendo a razão entre a deformação linear em y e a deformação linear em x, impactando na deformação linear em y. Já o Coeficiente de *Poisson* ν_{yx} é obtido através do ensaio de tração na direção y, sendo a razão entre a deformação linear em x e a deformação linear em y, impactando a deformação linear em x.

As Relações Constitutivas da Elasticidade para o material anisotrópico podem ser escritas matricialmente, como:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & 0 \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}. \quad (12)$$

Observando as Relações Constitutivas da Elasticidade matricialmente, nota-se uma aparente assimetria da matriz de coeficientes elásticos e cinco constantes elásticas: dois Módulos de Elasticidade (E_x e E_y); dois Coeficientes de *Poisson* (ν_{xy} e ν_{yx}); e um Módulo de Cisalhamento G_{xy} . Há apenas quatro constantes elásticas independentes: E_x , E_y , G_{xy} e ν_{xy} (ou ν_{yx}), pois a quinta constante elástica pode ser obtida a partir das outras, já que existe a relação proporcional entre as rigidezes ortogonais e os coeficientes de *Poisson* correspondentes, mostrada na Equação 13.

$$\nu_{xy} = \nu_{yx} \frac{E_x}{E_y} \quad (13)$$

Para compreender a relação anterior é possível fazer uma analogia lúdica e simples, para facilitar a compreensão, com canudinhos plásticos unidos com um adesivo. Com os comprimentos considerados ao longo de x, percebe-se intuitiva e fisicamente que é mais fácil separar a união transversalmente que longitudinalmente. Nesse modelo, a rigidez E_x é bem maior que E_y . Inversamente proporcional é ν_{yx} (Equação 10), cujo denominador é bem maior que o numerador no ensaio de tração perpendicular ao comprimento dos canudos (em y), direção com maior facilidade de separá-los. Com isso, depreende-se que ν_{yx} é bem menor que ν_{xy} .

2.4 Características da Mistura Reforço-Matriz

É necessário conhecer algumas características da mistura reforço-matriz, como volume de matriz, volume de fibra, densidade, etc. Gay (2015) define a fração de massa de matriz do material compósito por:

$$M_m = \frac{\text{massa de matriz}}{\text{massa total}}. \quad (14)$$

Já a fração de massa de fibra é obtida com:

$$M_f = \frac{\text{massa de fibra}}{\text{massa total}}. \quad (15)$$

A fração do volume de fibra é definida pela Equação 16.

$$V_f = \frac{\text{volume de fibra}}{\text{volume total}} \quad (16)$$

Enquanto a fração de volume de matriz é definida pela Equação 17.

$$V_m = \frac{\text{volume de matriz}}{\text{volume total}} \quad (17)$$

A fração de volume pode ser determinada a partir da fração de massa e vice-versa. Se ρ_m e ρ_f são a massa específica da matriz e da fibra, então têm-se as Equações 18 e 19.

$$M_f = \frac{V_f \rho_f}{V_f \rho_f + V_m \rho_m} \quad (18)$$

$$V_f = \frac{\frac{M_f}{\rho_f}}{\frac{M_f}{\rho_f} + \frac{M_m}{\rho_m}} \quad (19)$$

O método de fabricação do material compósito afeta as frações de volume de fibra, diretamente. A Figura 9 mostra alguns exemplos de fração de volume de fibras em diferentes processos de fabricação. A mistura reforço-matriz também inclui um pequeno volume de vazios não ocupados pela matriz, caracterizando uma certa porosidade do compósito (GAY, 2015).

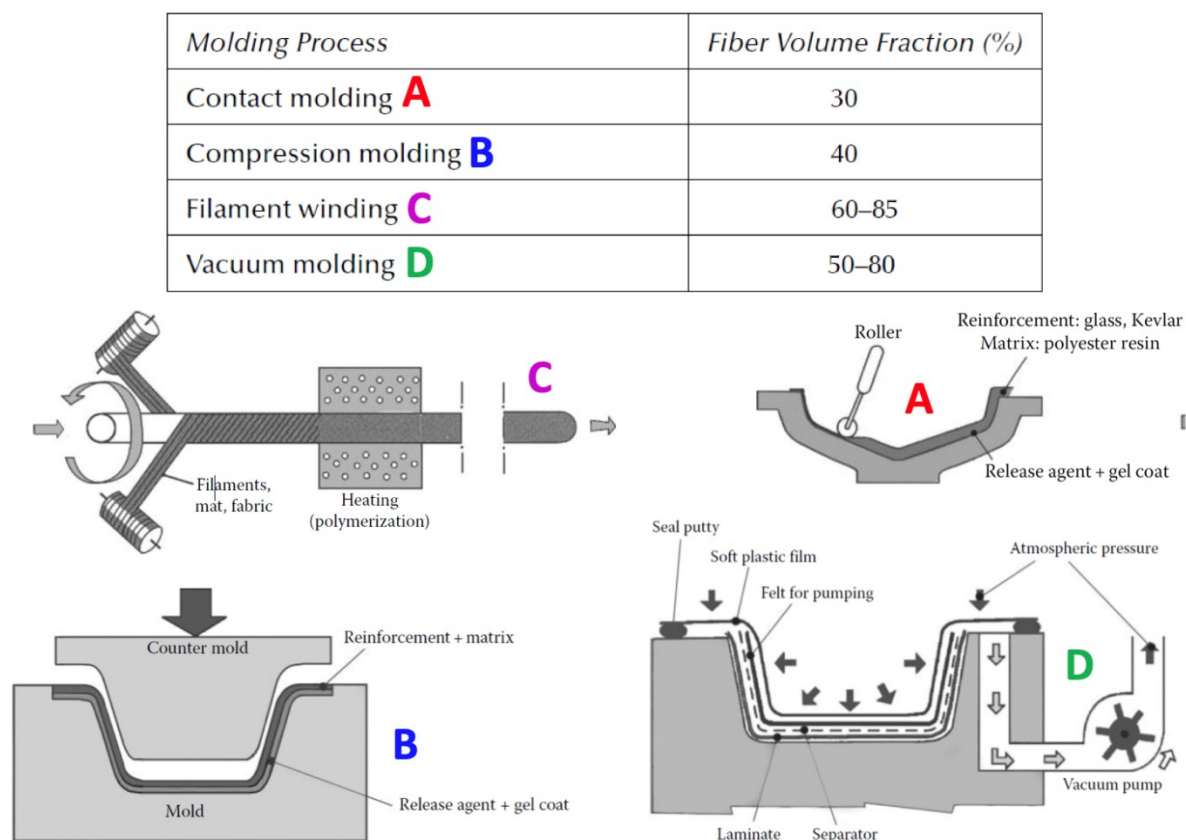


Figura 9: Exemplos de frações de volume de fibras em alguns processos.

Fonte: adaptada de Gay (2015).

A presença de porosidade em um material compósito pode acarretar redução significativa de suas características mecânicas, ao se aumentar a dispersão de seus valores; por esse fato o processo de fabricação influencia os aspectos do material. A presença de poros aumenta também a sensibilidade do material compósito ao meio externo através do aumento da absorção de umidade, redução de resistência aos produtos químicos, etc.

Estima-se a proporção de porosidade, de maneira a quantificar a qualidade do compósito. Um material compósito é de boa qualidade se tiver menos de 1% em volume de porosidade, enquanto um compósito ruim poderá chegar até 5% (SAAD, 2019).

Segundo Gay (2015), para expressar a densidade de massa de uma lâmina é usada a Equação 20.

$$\rho = \frac{\text{massa total}}{\text{volume total}} \quad (20)$$

A Equação 20 ainda pode ser expandida como as Equações 21 e 22.

$$\begin{aligned}\rho &= \frac{\text{massa de fibra}}{\text{volume total}} + \frac{\text{massa da matriz}}{\text{volume total}} \\ &= \frac{\text{massa de fibra}}{\text{volume total}} \rho_f + \frac{\text{massa de fibra}}{\text{volume total}} \rho_m\end{aligned}\quad (21)$$

$$\rho = V_f \rho_f + V_m \rho_m \quad (22)$$

Segundo Gay (2015), a espessura da lâmina de material compósito é definida a partir da massa por unidade de área de fibra (1m^2) ou gramatura escrita como m_{of} . A espessura de uma lâmina, denotada como h , é tal como mostrada na Equação 23 ou 24.

$$h \cdot 1(\text{m}^2) = \text{volume total} = \text{volume total} \frac{m_{of}}{\text{volume de fibra } \rho_f} \quad (23)$$

$$h = \frac{m_{of}}{V_f \rho_f} \quad (24)$$

Para Gay (2015), a espessura também pode ser expressa em termos de fração de massa de fibras, e não em termos de fração de volume, como mostra a Equação 25.

$$h = m_{of} \left[\frac{1}{\rho_f} + \frac{1}{\rho_m} \left(\frac{1 - M_f}{M_f} \right) \right] \quad (25)$$

A Tabela 4 mostra a espessura das lâminas de alguns materiais compósitos comuns.

Tabela 4: Exemplos de espessuras de lâminas de alguns compósitos. Fonte: (GAY, 2015).

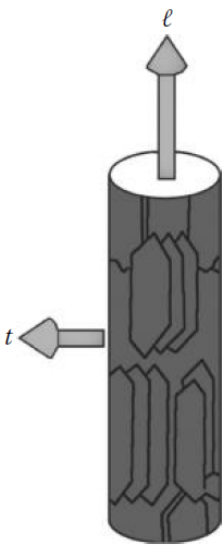
	M_f (%)	H (mm)
E glass	34	0.125
R glass	68	0.175
Kevlar®	65	0.13
HR Carbon	68	0.13

2.5 Constantes Elásticas de Lâminas Unidirecionais

As características mecânicas da mistura fibras/matriz podem ser estimadas a partir das características mecânicas de cada um dos seus constituintes. A literatura fornece uma série de relações teóricas ou semiempíricas, cujos resultados nem sempre concordam com valores obtidos experimentalmente. Uma das razões é que as próprias fibras apresentam certa anisotropia.

Assim, por exemplo, constata-se que, para o Kevlar e as fibras de carbono, o valor do módulo de elasticidade transversal é bem inferior ao longitudinal (exemplos de fibras anisotrópicas); e por outro lado, essas propriedades mecânicas são iguais para a fibra de vidro (exemplo de fibra isotrópica), conforme mostrado na Tabela 5.

Tabela 5: Propriedades mecânicas de algumas fibras. Fonte: (Gay, 2015).

		Glass E	Kevlar	Carbon HR	Carbon HM
	Fiber longitudinal modulus in ℓ direction, $E_{f\ell}$ (MPa)	74,000	130,000	230,000	390,000
	Fiber transverse modulus in t direction, E_{ft} (MPa)	74,000	5,400	15,000	6,000
	Fiber shear modulus, $G_{f\ell t}$ (MPa)	30,000	12,000	50,000	20,000
	Fiber Poisson ratio, $\nu_{f\ell t}$	0.25	0.4	0.3	0.35
		Isotropic	Anisotropic		

A diferença no comportamento mecânico para as fibras de carbono e de Kevlar se deve à fabricação, que orienta as moléculas na direção do estiramento das fibras. Ou seja, o compósito anisótropo, nesses casos, será constituído por elementos anisótropos.

A seguir são apresentadas as expressões para se obterem as Constantes Elásticas do material constituinte da lâmina unidirecional, cujos índices f e m correspondem, respectivamente, às fibras (reforço) e à matriz (ligante). As Equações 26 a 30 são apresentadas por Megson (2014).

$$E_l = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \quad (26)$$

$$E_t = E_m \left[\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{E_m}{E_{ft}} V_f} \right] \quad (27)$$

$$\nu_{lt} = \nu_f V_f + \nu_m V_m \quad (28)$$

$$\nu_{tl} = \frac{E_t}{E_l} \nu_{lt} \quad (29)$$

$$G_{lt} = G_m \left[\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{G_m}{G_{flt}} V_f} \right] \quad (30)$$

Ainda, têm-se as Equações 31 a 35, apresentadas por Gay (2015), que diferem das apresentadas anteriormente. Os índices f e m correspondem, respectivamente, às fibras (reforço) e à matriz (ligante).

$$E_l = \nu_f E_f + \nu_m E_m \quad (31)$$

$$E_t = \frac{E_m E_f}{\nu_m E_f + \nu_f E_m} \quad (32)$$

$$\nu_{lt} = \nu_f \nu_f + \nu_m \nu_m \quad (33)$$

$$\nu_{tl} = \frac{E_t}{E_l} \nu_{lt} = \frac{E_t}{E_l} (\nu_f \nu_f + \nu_m \nu_m) \quad (34)$$

$$G_{lt} = \frac{G_m G_f}{\nu_m G_f + \nu_f G_m} \quad (35)$$

A fundamentação teórica apresentada até este ponto servirá de embasamento para a proposição prática objetivando a obtenção de propriedades mecânicas compósitas, segundo as formulações analíticas e a partir de ensaios mecânicos.

CAPÍTULO III

MATERIAIS E MÉTODOS

Baseada na fundamentação teórica obtida na literatura, anteriormente apresentada pela revisão bibliográfica, faz-se uma proposição prática para a obtenção de propriedades mecânicas compósitas, seguindo as formulações teóricas analíticas e a partir de ensaios mecânicos. Além das formulações apresentadas na literatura, a norma ASTM propõe um corpo de prova para a realização de testes de tração para a caracterização de material compósito, permitindo a obtenção dos módulos de elasticidade longitudinal e transversal e coeficientes de *Poisson*.

Como aplicação para comparação analítico-experimental, buscou-se elaborar os corpos de prova com os recursos disponíveis pelas discentes autoras do presente trabalho. As autoras deste Projeto de Conclusão de Curso (PCC) tiveram a ideia de aproveitar material disponível na Oficina da Equipe Tucano *Aerodesign*, da Universidade Federal de Uberlândia.

3.1 Ensaio de Tração para Caracterização Mecânica pela ASTM

Utilizou-se a norma ASTM D3039 (*Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*) para a realização de ensaios de tração, no Sistema de Ensaios da MTS793 disponível no LMEst (Laboratório de Mecânica de Estruturas Prof. José Eduardo Tannús Reis) da Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia (FEMEC-UFU). De acordo com a norma supracitada, tem-se sugestão das faixas dimensionais para confecção dos corpos de prova, bem como velocidade de aplicação de carga. Destaca-se que a professora orientadora do presente PCC é a responsável pela realização de ensaios neste Sistema.

A Tabela 6 mostra alguns requisitos geométricos obrigatórios e condições de ensaio dadas pela norma ASTM D3039.

Tabela 6: Especificações da geometria e condições de ensaio de tração.

PARÂMETRO	REQUISITOS
Lista de Requisitos:	
forma	constante retangular
comprimento mínimo	garra + 2 vezes comprimento + <i>gage factor</i>
largura	como necessário
tolerância da largura	$\pm 1\%$ da largura
espessura	como necessário
tolerância da espessura	$\pm 4\%$ da espessura
Requisitos para abas (se usadas):	
material da aba	como necessário
orientação da fibra	como necessário
espessura da aba	como necessário
variação da espessura da aba	$\pm 1\%$ da espessura da aba
ângulo do chanfro	5 a 90° incluso
Velocidade de Teste	2 mm/min

A Tabela 7 mostra as especificações dimensionais presentes em norma e as dimensões dos corpos de prova ensaiados. As dimensões normativas são apenas sugestões para direcionamento, não sendo obrigatórias.

Tabela 7: Especificações dimensionais dos corpos de prova ensaiados.

Fibra unidirecional 0°	Largura [mm]	Comprimento total [mm]	Espessura [mm]	Comprimento aba [mm]	Espessura aba [mm]	Ângulo chanfro [°]
ASTM	15	250	1,0	56	1,5	7 a 90
Experimental	19	165	2,0 a 3,0	32,86	2,0 a 3,0	30

3.2 Corpos de Prova Artesanais

Para aprendizado prático, foram confeccionados seis corpos de prova, artesanalmente, com a colaboração do aluno João Vitor Jarczewski, do curso de graduação em Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia Mecânica (FEMEC-UFU), membro integrante da Equipe Tucano de Aerodesign daquela Faculdade. Na confecção, foram utilizadas fibras de carbono de alta rigidez com resina epóxi como matriz.

A Figura 10 mostra os materiais utilizados e as formas de madeira, já a Figura 11 mostra os corpos de prova produzidos.



Figura 10: Fôrmas de madeira elaboradas para a produção dos corpos de prova.



Figura 11: Vista de cinco corpos de prova em processo de cura.

O processo de deposição das fibras e da resina no molde foi manual e iniciado pela aplicação de uma fita crepe para dar a rugosidade necessária para utilizar a máquina de ensaios e, em cima da mesma, depositou-se o desmoldante sólido (espécie de cera). Posteriormente, foi colocado o desmoldante líquido (PVA). Após esse processo, foi possível realizar a laminação.

O corpo de prova ficou 24 horas na forma antes de ser desenformado. O ensaio foi realizado muito tempo depois, o que possibilitou a cura completa do material. A Figura 12 mostra o corpo de prova já desenformado.



Figura 12: Vista global de um CP desenformado.

3.3 Análise Teórica de Propriedades Mecânicas

A partir das propriedades físico-mecânicas da matriz (resina epóxi) e das fibras (carbono de alta resistência) apresentadas no Capítulo II, mostradas nas Tabela 8 e 9, determinaram-se as constantes elásticas teóricas dos corpos de prova.

Os equacionamentos utilizados no presente trabalho para a determinação das constantes elásticas são dos autores Megson (2014) e Gay (2015), também já apresentados no Capítulo II, com o objetivo de comparar os resultados entre si e com o obtido experimentalmente.

Tabela 8: Propriedades Resina Epoxy. Fonte: (Gay, 2015).

<i>Resins</i>	<i>Density, ρ (kg/m³)</i>	<i>Elastic Modulus, E (MPa)</i>	<i>Shear Modulus, G (MPa)</i>	<i>Poisson Ratio, ν</i>
Epoxy	1200	4,500	1600	0.4

Tabela 9: Propriedades Grafite de Alta Resistência. Fonte: (Gay, 2015).

<i>Reinforcements (fibers)</i>	<i>Fiber Diameter, d (μm)</i>	<i>Density, ρ (kg/m³)</i>	<i>Modulus of Elasticity, E (MPa)</i>	<i>Shear Modulus, G (MPa)</i>	<i>Poisson Ratio, ν</i>
HR graphite, high strength	7	1750	230,000	50,000	0.3

Para tanto, foi necessário calcular as frações volumétricas dos materiais compósitos que constituem os corpos de prova, compondo a Tabela 10. Cada corpo de prova contém 6,5 gramas de fibras de carbono.

Com a densidade da resina utilizada ($1,7 \text{ g/cm}^3$, segundo o fabricante), obteve-se a razão entre o volume de fibra e matriz, com relação ao total, para cada corpo de prova (fração volumétrica de fibra e matriz, respectivamente).

Tabela 10: Frações volumétricas de fibra e matriz para cada corpo de prova.

Corpo de Prova	FIBRA	MATRIZ
CP ₁	0,40	0,60
CP ₂	0,52	0,48
CP ₃	0,40	0,60
CP ₄	0,48	0,52
CP ₅	0,53	0,47
CP ₆	0,46	0,54

A Tabela 11 mostra as propriedades elásticas teóricas para os corpos de prova, segundo Megson (2014).

Tabela 11: Propriedades elásticas teóricas para os corpos de prova, segundo Megson (2014).

Corpo de Prova	E_l [MPa]	E_t [MPa]	ν_{lt}	ν_{tl}	G_{lt} [MPa]
CP ₁	94700	7403,433	0,36	0,028144	2610,966
CP ₂	121760	9180,415	0,348	0,026238	3221,649
CP ₃	94700	7403,433	0,36	0,028144	2610,966
CP ₄	112740	8500,329	0,352	0,02654	2966,643
CP ₅	124015	9367,787	0,327	0,026212	3285,691
CP ₆	108230	8196,721	2,354	0,02681	2884,338

A Tabela 12 mostra as propriedades elásticas teóricas para os corpos de prova, segundo Gay (2015).

Tabela 12: Propriedades elásticas teóricas para os corpos de prova, segundo Gay (2015).

Corpo de Prova	E_l [MPa]	E_t [MPa]	ν_{lt}	ν_{tl}	G_{lt} [MPa]
CP ₁	94700	6250	0,36	0,023759	2610,966
CP ₂	121760	7075,472	0,348	0,020222	3221,649
CP ₃	94700	6250	0,36	0,023759	2610,966
CP ₄	112740	6777,108	0,352	0,021160	2966,643
CP ₅	124015	7154,213	0,327	0,020018	3285,691
CP ₆	108230	6637,168	2,354	0,021709	2884,338

3.4 Análise Experimental de Propriedades Mecânicas

Para ilustração de aquisição prática, foi verificado quais propriedades mecânicas do material compósito unidirecional produzido seriam possíveis e necessárias de se determinar experimentalmente, com as condições oferecidas aos alunos do referido curso.

Conforme comentado, utilizando o Sistema de Ensaio da MTS793 disponível no LMEst (Laboratório de Mecânica de Estruturas Prof. José Eduardo Tannús Reis), com o emprego do extensômetro mecânico mostrado na Figura 13, foi possível obter experimentalmente o módulo de elasticidade longitudinal (E_l) dos corpos de prova elaborados, ou seja, na direção das fibras de carbono.

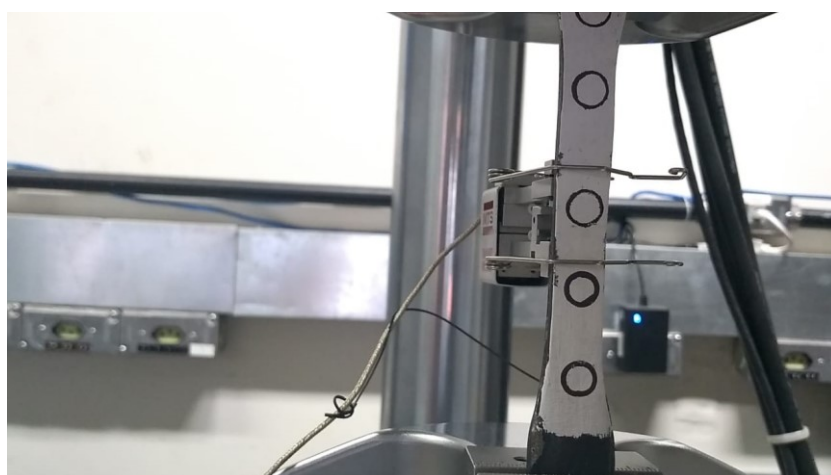


Figura 13: Extensômetro mecânico preso ao corpo de prova.

Registra-se que a velocidade de aplicação da carga foi a prescrita pela norma da ASTM em apreço: 2 mm/min, ou seja, o ensaio foi feito com o controle do deslocamento.

Os valores do módulo de elasticidade longitudinal dos corpos de prova estão apresentados na Tabela 13. Houve um problema desconhecido com o corpo de prova nomeado CP₂ que impossibilitou a aquisição desta propriedade mecânica para o mesmo.

Tabela 13: Módulos de Elasticidade Longitudinal experimental dos corpos de prova.

Corpo de Prova	$E_{l_experimental}$ [Mpa]
CP ₁	75692
CP ₂	-
CP ₃	112550
CP ₄	56500
CP ₅	59875
CP ₆	72721

Para a obtenção do módulo de elasticidade transversal (E_t), o ensaio seria exatamente o mesmo, todavia, os corpos de prova deveriam ser confeccionados com as fibras dispostas ortogonalmente à situação de montagem do presente trabalho.

Para fins didáticos, cumpre-se o objetivo almejado, com a realização dos ensaios para a obtenção do módulo de elasticidade longitudinal, tendo as limitações para obtenção de material. Outrossim, pelo fato das fibras não ficarem exatamente orientadas ortogonalmente à orientação dos CPs confeccionados, dado o processo artesanal, anota-se aqui uma sugestão a quem desejar realizar tais ensaios: monta-se uma placa com coordenação unidirecional das fibras e recorta-se, à laser, por exemplo, os CPs com fibras dispostas paralelamente ao seu eixo (para obtenção do módulo de elasticidade longitudinal) e perpendicularmente ao mesmo (para obtenção do módulo de elasticidade transversal).

Simultaneamente ao ensaio descrito, também foi utilizado um procedimento experimental com registro por imagens, para a obtenção dos coeficientes de *Poisson* do material compósito confeccionado. Trata-se de um procedimento deveras interessante, pois dispensa o uso de extensômetros mecânicos e elétricos (*strain gages*), sendo mais prático e econômico.

O intuito é aquistar medidas de variação dimensional tanto ao longo do comprimento do corpo de prova, ou seja, na direção longitudinal do material compósito, como transversal, concomitantemente. Para tanto, são feitos desenhos de circunferências na região interna da extensão do corpo de prova, e filmado todo o ensaio, para o registro da variação do diâmetro que ocorrem em ambas das direções. A partir dessas variações dimensionais, e

com base nas deduções apresentadas neste trabalho, é possível se obterem experimentalmente os valores dos Coeficientes de *Poisson*.

Como visto no Capítulo II, a relação Constitutiva da Elasticidade para um material anisotrópico, para o cálculo da deformação linear em relação ao eixo x é escrita como:

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \nu_{yx} \frac{\sigma_y}{E_y}. \quad (7)$$

Denominando por “D” os diâmetros de cada circunferência desenhada, pode-se determinar o coeficiente de *Poisson* (ν_{yx}), fazendo-se um ensaio com uma carga de tração na direção y, e medindo-se as deformações ocorridas em x ($\Delta D_x/D_{0x}$), transversal, neste modelo experimental, e em y ($\Delta D_y/D_{0y}$), longitudinal, e fazendo a razão de ambas, mostrada na Equação 36.

$$\nu_{yx} = \left(\frac{\Delta D_x}{D_{0x}} \right) / \left(\frac{\Delta D_y}{D_{0y}} \right) \quad (36)$$

No ensaio realizado com os corpos de prova produzidos, tem-se, da MTS, a aplicação de forças ao longo da direção longitudinal, que divididas pela área da seção transversal do CP, fornecem as tensões nessa direção, considerada como y, segundo a formulação precedente. Sendo assim, obtém-se o coeficiente de *Poisson* denominado ν_{lt} .

Semelhante ao comentado sobre a produção dos CPs com fibras orientadas perpendicularmente aos elaborados, para a obtenção do módulo de elasticidade transversal, o outro Coeficiente de *Poisson* (ν_{tl}).

Para facilitar a marcação das circunferências na superfície dos corpos de prova, teve-se a ideia de passar uma demão de corretivo escolar na superfície dos CPs, como mostrado na Figura 14.



Figura 14: Visualização do corpo de prova sob ensaio de tração longitudinal às fibras, afixado pelas garras da máquina de ensaios, após ruptura.

CAPÍTULO IV

ANÁLISE DE RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este Capítulo mostra como foram analisados os resultados experimentais, bem como a comparação desses com os oriundos das considerações teórico-analíticas. Foram obtidos, experimentalmente, o Coeficiente de *Poisson* e o Módulo de Elasticidade Longitudinal dos corpos de prova, indispensáveis para a caracterização do material.

4.1 Módulo de Elasticidade Longitudinal

A partir da realização de ensaio de tração, determinou-se o valor do Módulo de Elasticidade Longitudinal dos CPs. A Tabela 14 apresenta os resultados teóricos e experimentais obtidos.

Tabela 14: Erro relativo entre os módulos de elasticidade longitudinal experimental e teórico.

Corpo de Prova	$E_{l_experimental}$ [Mpa]	$E_{l_teórico}$ [Mpa]	Erro [%]
CP ₁	75692	94700	20,07
CP ₂	-	121760	-
CP ₃	112550	94700	18,85
CP ₄	56500	112740	49,88
CP ₅	59875	124015	51,72
CP ₆	72721	108230	32,81

A partir do coeficiente angular do gráfico Tensão x Deformação, feito para cada corpo de prova, identificou-se o Módulo de Elasticidade Longitudinal. Os valores de deformação e carga foram fornecidos pelo Sistema de Ensaio MTS793, já a tensão foi obtida fazendo-se a razão entre força e área da seção transversal.

Os erros relativos entre os Módulos de Elasticidade experimental e teórico se deram principalmente devido ao processo de fabricação do material. Os corpos de prova foram confeccionados de forma rústica e artesanal, com os recursos disponíveis, o que influencia nos resultados experimentais.

Os autores Gay (2015) e Megson (2014) convergiram quanto aos valores teóricos do Módulo de Elasticidade Longitudinal dos CPs. Já o Módulo de Elasticidade Transversal divergiu devido à diferentes considerações no equacionamento realizado por cada autor.

Para a obtenção do Módulo de Elasticidade Transversal o ensaio seria o mesmo, porém as fibras devem ser direcionadas transversalmente. Esses resultados não foram coletados devido às limitações de recurso para fabricação dos corpos de prova. Para fins didáticos cumpriu-se o objetivo calculando apenas o Módulo de Elasticidade Longitudinal, mas com registro de protocolo de ensaio e de análises teóricas intervenientes, para a análise em direção transversal, semelhantemente.

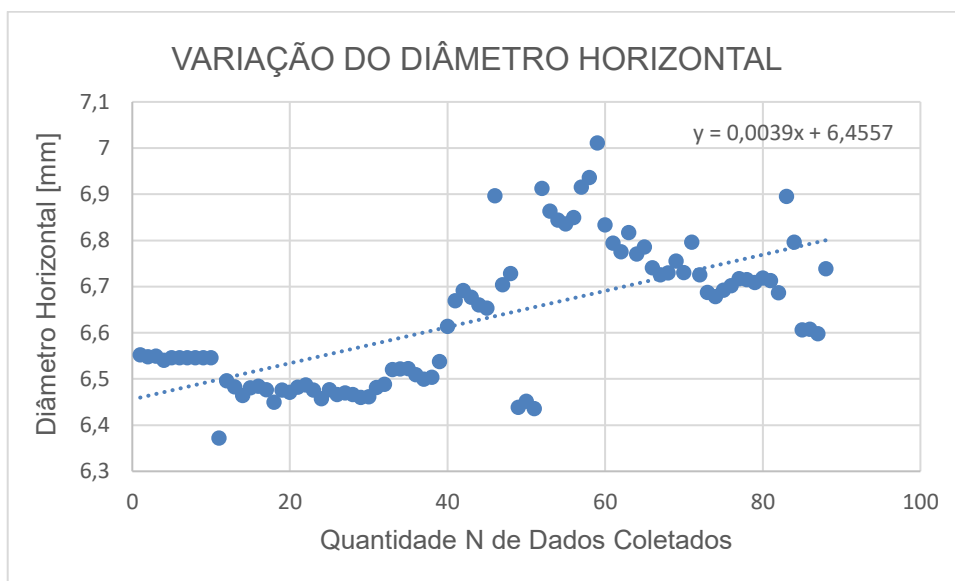
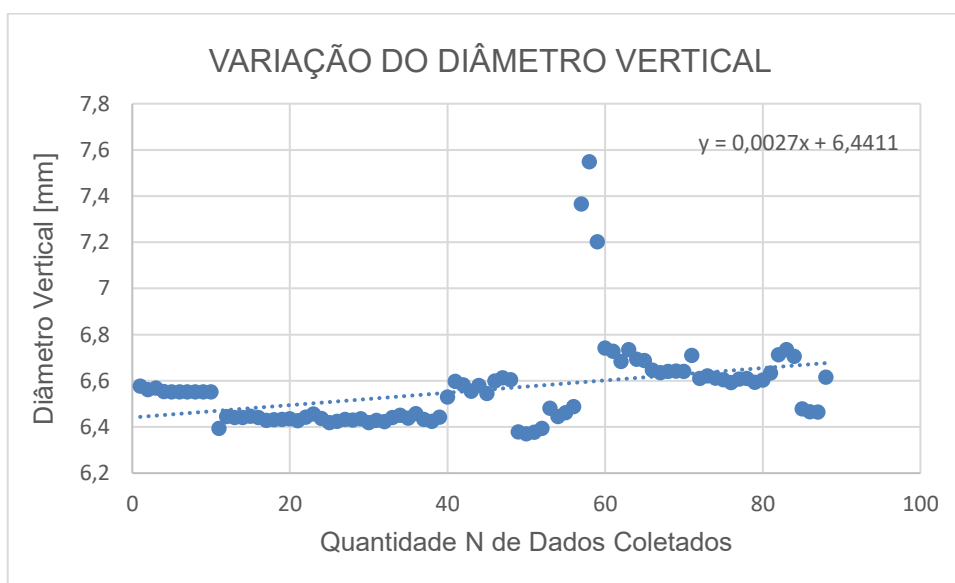
4.2 Coeficiente de Poisson

Simultaneamente ao procedimento analisado anteriormente, realizou-se a obtenção do Coeficiente de *Poisson*. O método utilizado dispensa extensômetros elétricos e mecânicos, sendo mais prático e econômico, realizado apenas a partir da captura de imagens.

Para a obtenção dos dados medem-se as deformações longitudinais e transversais do material. São feitas circunferências na extensão do corpo de prova e são registradas as variações do diâmetro, ao longo do ensaio, para a determinação do Coeficiente de *Poisson*.

Os resultados que foram possíveis processar são mostrados em gráficos a seguir. Eles apresentam os valores do diâmetro das circunferências medidos em vários instantes, uma quantidade N de dados. Os pontos são linearizados e a partir da equação da reta obtida, determina-se um diâmetro inicial e final, a fim de calcular a variação horizontal e vertical dos diâmetros.

As Figuras 15 e 16 exibem os dados dos diâmetros horizontal e vertical, respectivamente para o CP₁.

Figura 15: Gráfico da variação do diâmetro horizontal do CP₁.Figura 16: Gráfico da variação do diâmetro vertical do CP₁.

A partir dos gráficos é possível observar que as linhas de tendência do diâmetro vertical e horizontal possuem coeficiente angular positivo, ou seja, ambos os diâmetros aumentam ao longo do tempo, revelando que o resultado será irreal, e incoerente, sendo, assim, descartado.

As Figuras 17 e 18 mostram os dados dos diâmetros horizontal e vertical, respectivamente para o CP₂.

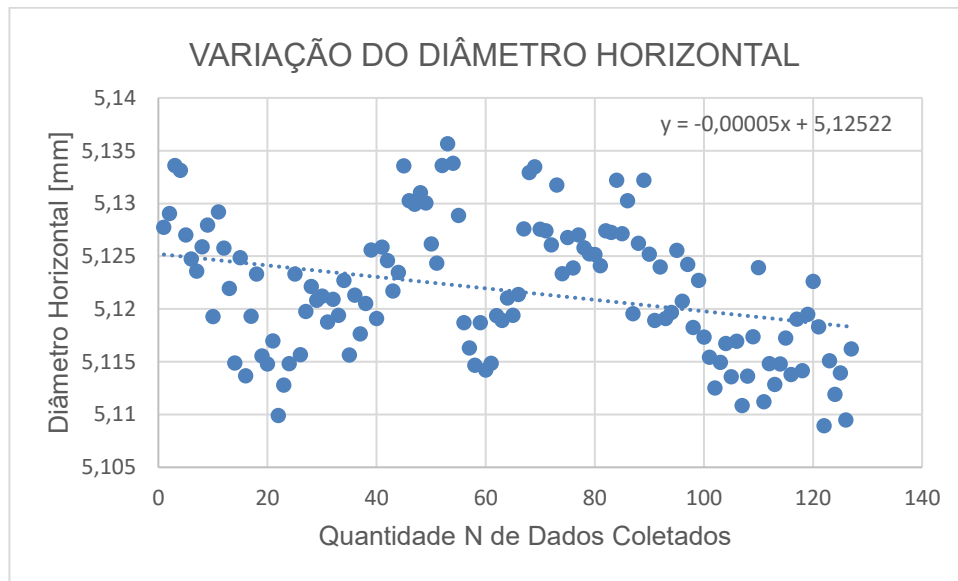


Figura 17: Gráfico da variação do diâmetro horizontal do CP₂.

Dada a equação linear da reta para o diâmetro horizontal $y = -0,00005N + 5,12522$, pode-se calcular o diâmetro horizontal inicial $y_i = 5,12522$, para $N = 0$, e o diâmetro horizontal final $y_f = 5,11887$, para $N = 127$. Assim, a deformação transversal (a razão entre a variação do diâmetro e o diâmetro inicial) é $\varepsilon_t = 0,00124$.

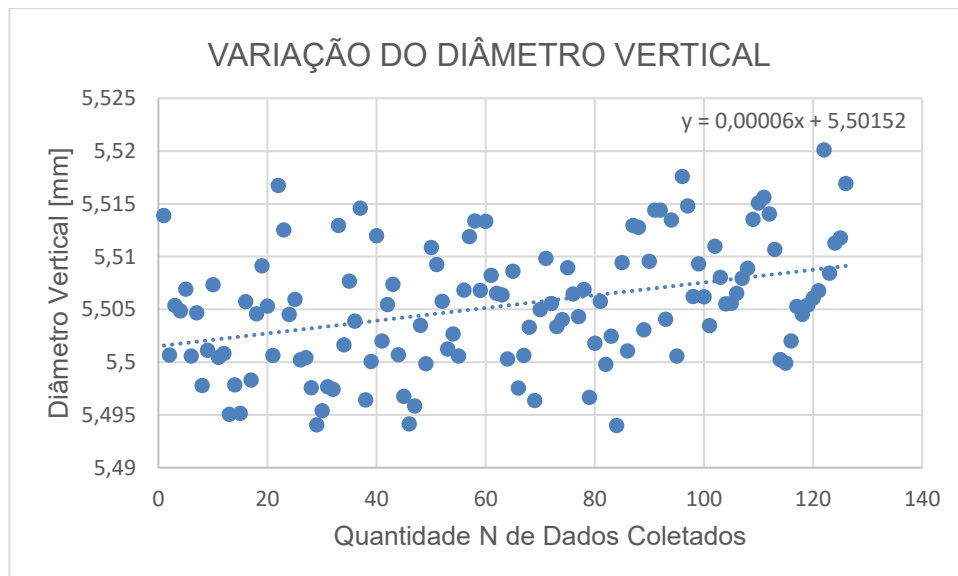


Figura 18: Gráfico da variação do diâmetro vertical do CP₂.

Através da equação linear da reta para o diâmetro vertical, $y = 0,00006N + 5,50152$, pode-se calcular o diâmetro vertical inicial $y_i = 5,50152$, para $N = 0$, e o diâmetro vertical final $y_f = 5,50914$, para $N = 127$. Assim, a deformação

longitudinal (a razão entre a variação do diâmetro e o diâmetro inicial) é $\varepsilon_l = -0,00138$. Com as deformações calculadas, determina-se o Coeficiente de *Poisson* $\nu = 0,89$.

As Figuras 19 e 20 mostram os dados dos diâmetros horizontal e vertical, respectivamente para o CP₅.

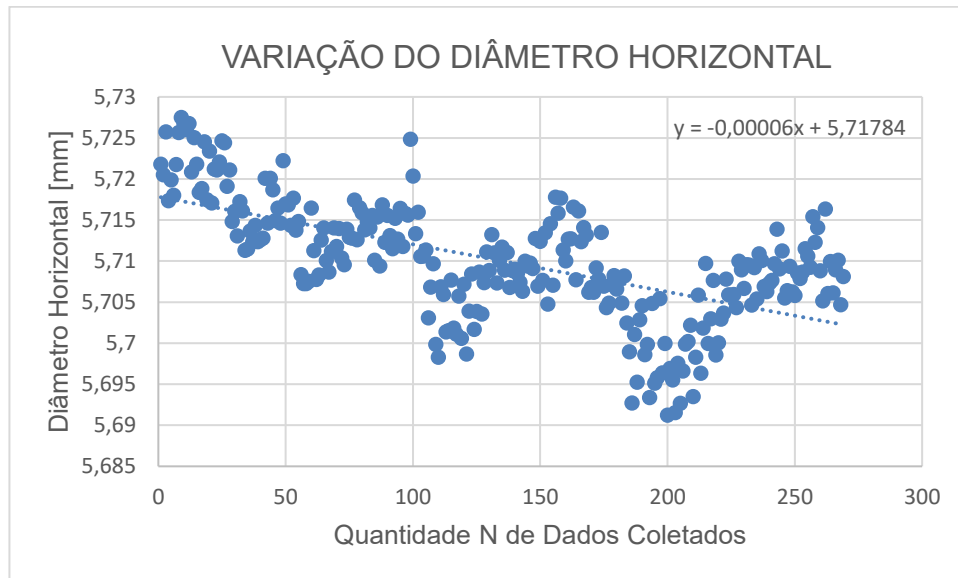


Figura 19: Gráfico da variação do diâmetro horizontal do CP₅.

Os cálculos são os mesmos realizados no CP₂. Dada a equação linear da reta para o diâmetro horizontal, $y = -0,00005N + 5,71784$, pode-se calcular o diâmetro horizontal inicial $y_i = 5,71784$, para $N = 0$, e o diâmetro horizontal final $y_f = 5,7017$, para $N = 269$. Assim, a deformação transversal é $\varepsilon_t = 0,00282$.

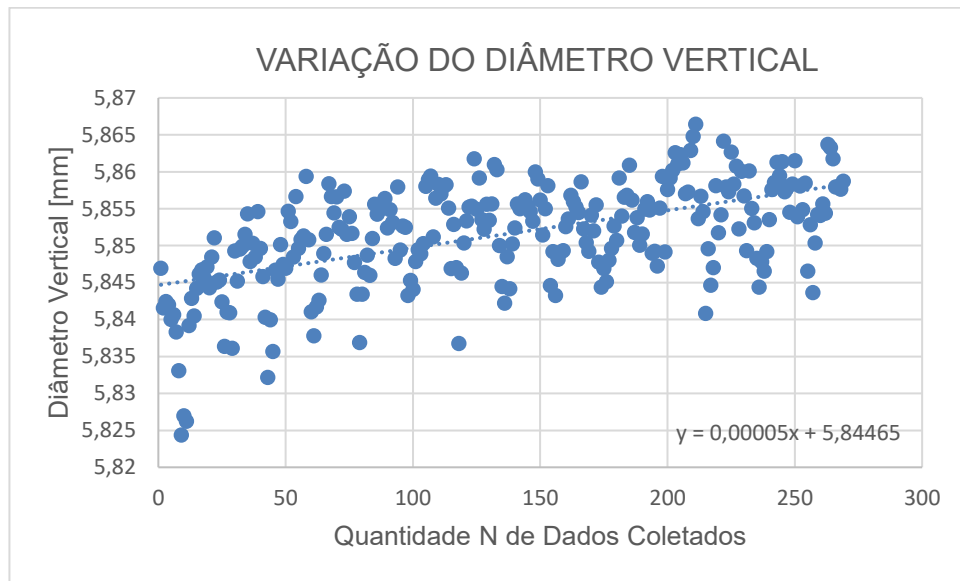


Figura 20: Gráfico da variação do diâmetro vertical do CP₅.

Da mesma forma, através da equação linear da reta para o diâmetro vertical $y = -0,00005N + 5,84465$, pode-se calcular o diâmetro vertical inicial $y_i = 5,84465$, para $N = 0$, e o diâmetro vertical final $y_f = 5,8581$, para $N = 269$. Assim, a deformação longitudinal é $\varepsilon_l = -0,0023$. Com as deformações calculadas, determina-se o Coeficiente de Poisson $\nu = 1,23$.

As Figuras 21 e 22 mostram os dados dos diâmetros horizontal e vertical, respectivamente para o CP₆.

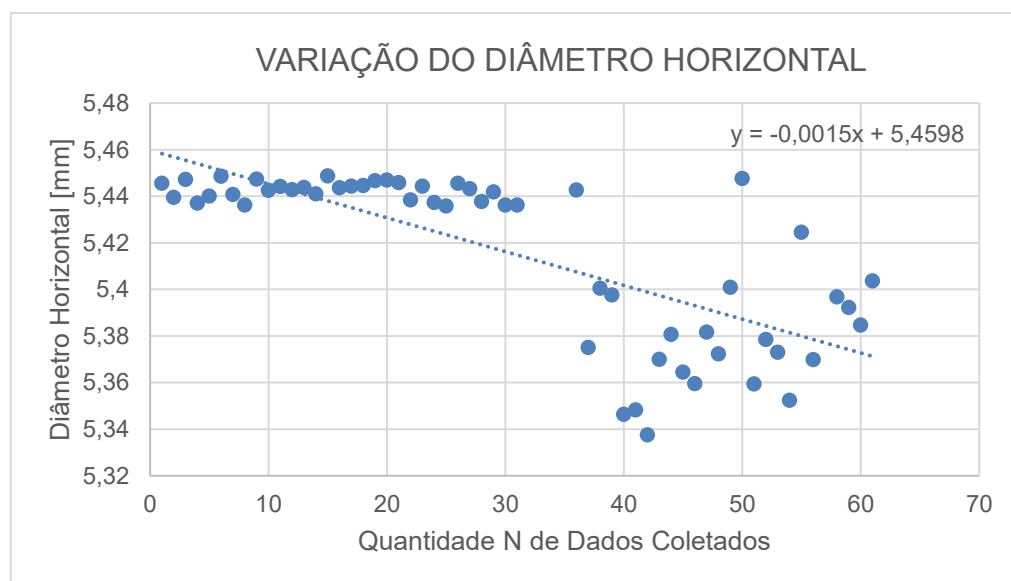


Figura 21: Gráfico da Variação do Diâmetro Horizontal do CP₆.

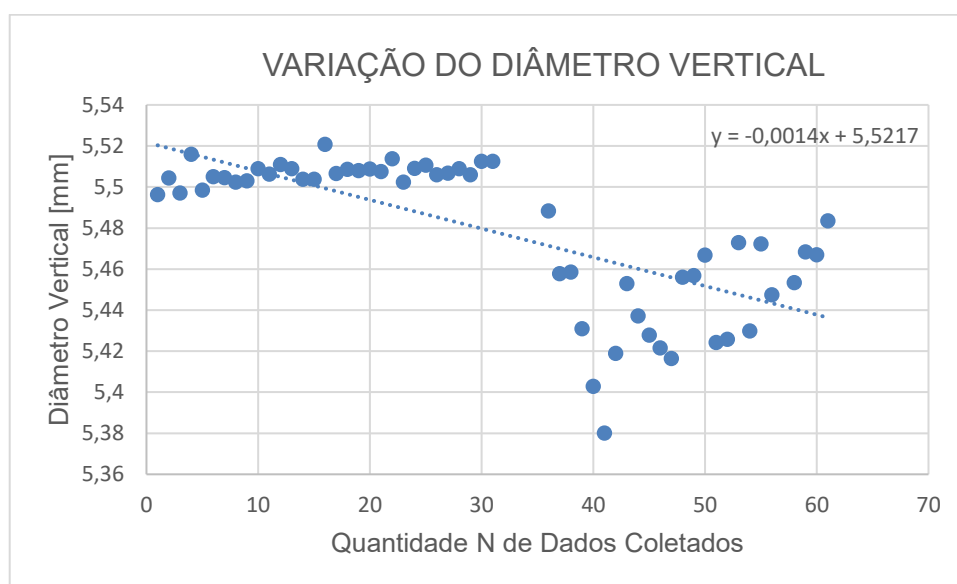


Figura 22: Gráfico da Variação do Diâmetro Vertical do CP₆.

Nesse caso, é possível observar que ocorre algo similar ao que acontece com o CP₁, as linhas de tendência do diâmetro vertical e horizontal possuem coeficiente angular negativo, ou seja, ambos diâmetros diminuem ao longo do tempo, fazendo com que o resultado esteja errado independentemente dos cálculos.

Cada corpo de prova foi ensaiado com carga de tração na direção das fibras, e portanto, foi obtido experimentalmente o Coeficiente de *Poisson* longitudinal-transversal. Determinados os valores teóricos para o mesmo através das formulações do Megson (2014) e do Gay (2015), mostradas anteriormente, pode-se calcular o erro relativo, presente na Tabela 15.

Tabela 15: Desvios entre os valores dos Coeficientes de *Poisson* experimental e teórico.

Corpo de Prova	$\nu_{lt_experimental}$	$\nu_{lt_teórico}$	Erro [%]
CP ₂	0,89	0,348	155,75
CP ₅	1,23	0,347	254,47

Nos casos do CP₃ e CP₄, não foi possível obter resultados a partir das imagens coletadas. Os dados coletados dos corpos de prova CP₁ e CP₆, também inferiram resultados incoerentes.

Os resultados alcançados tiveram erros relativos muito significativos. Isso ocorreu principalmente pelas limitações presentes na fabricação dos corpos de prova. O processo usado foi muito rústico e artesanal, dado o caráter exclusivamente didático da proposição do

presente estudo, o que afetou consideravelmente os resultados, porém não afetou o aprendizado do método utilizado para obtenção e análise dos resultados.

CAPÍTULO V

CONCLUSÕES

Este trabalho reúne as formulações necessárias ao entendimento das propriedades relacionadas à caracterização de material compósito. Haja vista que tal conteúdo não é obrigatório aos alunos do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da UFU, serve como notas de aulas para o ensino aprendido dos mesmos.

Além do aspecto pautado na fundamentação teórica, é mostrada a possibilidade de o aluno verificar como podem ser obtidas algumas propriedades, por meio do ensaio de tração. Pelo fato de não haver normatização brasileira, da ABNT, faz-se uma referência às prescrições da ASTM.

Valendo-se da confecção compósita a partir de material doado pela Equipe Tucano de Aerodesign, foram confeccionados corpos de prova para esse aprendizado, o que serve como apenas um primeiro passo para futuras elaborações, para a obtenção de propriedades compósitas, para diferentes composições de matriz e fibra.

As alunas tiveram a oportunidade de depreender conteúdos que completam sua formação de Engenheiras Aeronáuticas, com o despertar para novos horizontes, notadamente em pesquisas, voltadas para investigação de materiais compósitos.

Esse estudo serve de modelo para outras investigações, que vão além dos laminados unidirecionais, como tecidos e mantas. Também com material disponível na FEMEC, é possível que se façam outras análises comparativas, sobretudo para a consolidação do aprendizado em sala de aula.

Registra-se que, nem mesmo como conteúdo teórico, o que está aqui apresentado, é cursado por todos os alunos que se tornam bacharéis no curso em apreço, pois pela atual versão do Projeto Pedagógico, o estudo de propriedades mecânicas de materiais compósitos não faz parte de nenhuma disciplina obrigatória. Assim, em completude, e não apenas na possibilidade prática de investigação que se apresenta com este Projeto de Conclusão de Curso, trata-se de uma monografia que colabora para a formação acadêmica dos alunos do referido curso.

Conclui-se que, apesar dos erros terem sido significativos, cumpriu-se o objetivo traçado. É claro que o procedimento 100% artesanal concorre para isso, entretanto, o que essencialmente se busca com o trabalho presente é mostrar como é possível se obterem algumas propriedades mecânicas de materiais compósitos, que requerem atenção para a direção das fibras e todo o entendimento da contribuição mecânica de cada componente do mesmo.

Finalmente, com o desenvolvimento deste trabalho, as autoras enriqueceram sua formação acadêmica, e deixam essa mesma possibilidade a alunos que também se graduam na UFU, oportunizando a si e aos que com este material contar, o despertar pelo interesse de conhecer de maneira mais aprofundada sobre o comportamento estrutural dos materiais que estão cada vez mais ganhando espaço no cenário dos projetos aeroespaciais.

CAPÍTULO VI

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ASTM, Standart Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, ASTM D3039/D 3039M, 1995.

GAY, D. **Composite Materials: Design and Applications**. 3. Ed. Boca Raton, FL: CRC Press, 2015. 598p.

HIBBELER, R.C. **Resistência dos Materiais**. 3. Ed. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos Editora, 2000.

MEGSON, T.H.G. **Introduction to Aircraft Structural Analysis**. 2. Ed. United Kingdom: Elsevier, 2014. 728p.

SAAD, N.S. **Projeto Estrutural em Materiais Compostos - FEMEC 43905**. Uberlândia, 2019. Notas de Aula.

VASILIEV, V.; MOROZOV, E. **Mechanics and Analysis of Composite Materials**. 1. Ed. Oxford, UK: Elsevier, 2001. 424p.